

【物件名】

刊行物 1

Prior Art Document 1

【添付書類】

15 193

刊行物 1

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開2000-6897

(P 2000-6897A)

(43) 公開日 平成12年1月11日 (2000.1.11)

(51) Int. Cl.

B64F 5/00

識別記号

FI

B64F 5/00

データベース (参考)

D

審査請求 未請求 請求項の数 1 O L 外国語出版 (全46頁)

(21) 出願番号 特願平11-129415

(22) 出願日 平成11年5月11日 (1999.5.11)

(31) 優先権主張番号 09/081720

(32) 優先日 平成10年5月11日 (1998.5.11)

(33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 397017191

ノースロップ グラマン コーポレーション

アメリカ合衆国 カリフォルニア州 9006

7-2199 ロサンジェルス センチュリー

パークイースト 1840

(72) 発明者 クリフトン ディ. カニンガム

アメリカ合衆国 76051 テキサス グレ-

ーバイン パー ロード 4001

(74) 代理人 100065215

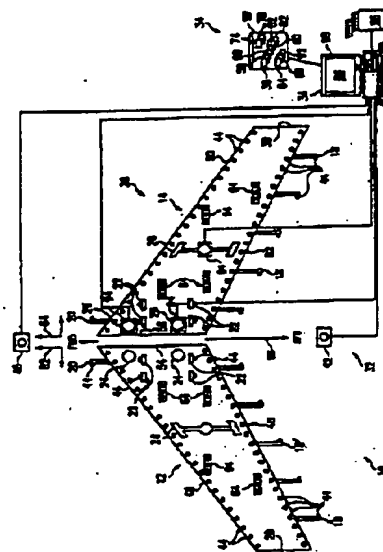
弁理士 三枝 英二 (外8名)

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機を組み立てるためのシステムと方法

(57) 【要約】

航空機を組み立てるための方法が、光学式位置決め装置を使用して第1の航空機構造及び第2の航空機構造の三次元表示を決定することを含んでいる。第1の航空機構造及び第2の航空機構造による予測された組合せは、プロセッサを使用して第1及び第2の航空機構造の三次元表示から生成される。さらに本方法は、航空機の性能特性を強化するように、プロセッサを使用して第1及び第2の航空機構造の予測された組合せを調整することを含んでいる。



BEST AVAILABLE COPY

(2)

特開2000-6697

2

【特許請求の範囲】

【請求項1】第1及び第2の航空機構造を処理するための方法であって、

光学式位置決め装置を使用して第1及び第2の航空機構造の三次元表示を決定することと、

プロセッサを使用して第1及び第2の航空機構造の予測された組合せを生成することと、

航空機の少なくとも1つの性能特性を強化するために、プロセッサを使用して調整された組合せを生成することを含む方法。

【請求項2】上記決定の段階は、第1及び第2の航空機構造上に配置された複数の反射体を使用して第1及び第2の航空機構造の三次元座標を決定することを含む請求項1記載の方法。

【請求項3】調整された組合せにตอบสนองして、第2の航空機構造に結合された複数のアクチュエータを開始させる段階をさらに含む請求項1記載の方法。

【請求項4】調整された組合せにตอบสนองして、第2の航空機構造のコンピュータ表示を表示する段階をさらに含む請求項1記載の方法。

【請求項5】上記予測された組合せを生成する段階は、プロセッサ上で実行される以下のような段階、即ち、第1の航空機構造の第1の座標システムを生成する段階と、

第2の航空機構造の第2の座標システムを生成する段階と、

第1及び第2の座標システムを位置合わせして予測された組合せを生成する段階とを含む請求項1記載の方法。

【請求項6】上記調整された組合せを使用して、組立のために第1及び第2の航空機構造を配置することをさらに含む請求項1記載の方法。

【請求項7】第1の航空機構造は第1の翼部分を備え、

第2の航空機構造は第2の翼部分を備え、

上記少なくとも1つの性能特性は上記第1及び第2の翼部分の間の翼後退角差分、翼ねじれ差分または上反角差分を含む請求項1記載の方法。

【請求項8】予測された組合せの生成は、プロセッサ上で実行される以下のような段階、即ち、

第1の航空機構造とセンターボックスとの間に第1の予測された組合せを生成する段階と、

第2の航空機構造とセンターボックスとの間に第2の予測された組合せを生成する段階とを含む請求項7記載の方法。

【請求項9】プロセッサを使用して、予測された組合せにตอบสนองして第1及び第2の航空機構造上のインタフェース制御ポイントのための許容範囲を生成することをさらに含む請求項1記載の方法。

【請求項10】プロセッサを使用して、予測された組合せに基づいて航空機の性能特性を生成することをさらに含む請求項1記載の方法。

【請求項11】上記決定の段階は、

第1の光学式位置決め装置を使用して三次元表示の第1の部分を決断することと、

第2の光学式位置決め装置を使用して三次元表示の第2の部分を決断することと、

上記第1及び第2の部分位置合わせして三次元表示を生成することを含む請求項1記載の方法。

【請求項12】上記位置合わせの段階は、

第1の光学式位置決め装置を使用して第1の反射体の三次元座標を決定することと、

第2の光学式位置決め装置を使用して第2及び第3の反射体の三次元座標を決定することを含み、上記第2の反射体は第1の反射体から予め決められた第1の距離を隔てて配置され、上記第3の反射体は第1の反射体から予め決められた第2の距離を隔てて配置され、

第1の反射体と第2及び第3の反射体との間の予め決められた上記第1及び第2の距離に基づいて三次元表示の上記第1及び第2の部分位置合わせすることを含む請求項11記載の方法。

【請求項13】上記三次元表示を決定する傍ら、第1及び第2の航空機構造を実質的な1G荷重位置に支持することをさらに含む請求項1記載の方法。

【請求項14】航空機の第1及び第2の航空機構造を処理するためのシステムであって、

第1及び第2の航空機構造の三次元表示を生成するように作動可能な光学式位置決めシステムと、

上記光学式位置決めシステムに結合され、第1及び第2の航空機構造の予測された組合せを生成するように作動可能なプロセッサと、

上記プロセッサに結合され、上記予測された組合せを調整して航空機の少なくとも1つの性能特性を強化するように作動可能な調整システムとを備えたシステム。

【請求項15】上記光学式位置決めシステムは、

第1及び第2の航空機構造に装着された複数の反射体と、

上記複数の反射体の各々の三次元座標を決定するための光学式位置決め装置とを備えた請求項14記載のシステム。

【請求項16】上記調整システムは、第2の航空機構造を所望位置に配置するために第2の航空機構造に装着された複数のアクチュエータを備えた請求項14記載のシステム。

【請求項17】上記調整システムは、第2の航空機構造の位置の調整を可能にするように作動可能なグラフィック表示システムを備えた請求項14記載のシステム。

【請求項18】第1及び第2の航空機構造は第1及び第2の翼部分を備え、上記調整システムは、上記第1及び第2の翼部分の間の翼後退角差分、翼ねじれ差分または上反角差分を低減するように上記予測された組合せを調整する請求項14記載のシステム。

(3)

特開 2000-6897

3

【請求項 19】上記プロセッサは、予測された組合せに基づいて第 1 及び第 2 の航空機構造上のインタフェース制御ポイントの許容範囲を生成する請求項 14 記載のシステム。

【請求項 20】上記プロセッサは、予測された組合せに基づいて航空機の性能特性を生成する請求項 14 記載のシステム。

【請求項 21】上記光学式位置決めシステムは、三次元表示の第 1 の部分を決定するための第 1 の光学式位置決め装置と、

三次元表示の第 2 の部分を決定するための第 2 の光学式位置決め装置と、

上記第 1 及び第 2 の部分を位置合わせして三次元表示を生成するための少なくとも 1 つの制御ポイントアセンブリとを備えた請求項 14 記載のシステム。

【請求項 22】上記制御ポイントアセンブリの各々は、

上記第 1 の光学式位置決め装置から光学信号を受信するための第 1 の反射体と、

上記第 2 の光学式位置決め装置から光学信号を受信するための第 2 の反射体とを備え、上記第 2 の反射体は第 1 の反射体から予め決められた第 1 の距離を隔てて配置され、

上記第 2 の光学式位置決め装置から光学信号を受信するための第 3 の反射体を備え、上記第 3 の反射体は第 1 の反射体から予め決められた第 2 の距離を隔てて配置された請求項 21 記載のシステム。

【請求項 23】上記少なくとも 1 つの制御ポイントアセンブリは、

第 1 の航空機構造に装着された第 1 の制御ポイントアセンブリと、

第 2 の航空機構造に装着された第 2 の制御ポイントアセンブリとを備えた請求項 21 記載のシステム。

【請求項 24】第 1 及び第 2 の翼部分を処理するためのシステムであって、

第 1 及び第 2 の翼部分に装着された複数の反射体と、

上記反射体の第 1 のサブセットと通信して第 1 及び第 2 の翼部分の三次元表示の第 1 の部分を生成するように作動可能な第 1 の光学式位置決め装置と、

上記反射体の第 2 のサブセットと通信して第 1 及び第 2 の翼部分の三次元表示の第 2 の部分を生成するように作動可能な第 2 の光学式位置決め装置と、

三次元表示の上記第 1 及び第 2 の部分を位置合わせして第 1 及び第 2 の翼部分の予測された組合せを生成するように作動可能なプロセッサとを備えたシステム。

【請求項 25】上記第 2 の翼部分を調整して航空機の少なくとも 1 つの性能特性を強化するように作動可能な調整システムをさらに備えた請求項 24 記載のシステム。

【請求項 26】上記調整システムは、第 2 の翼部分を所望位置に配置するために第 2 の翼部分に装着された複数

4

のアクチュエータを備えた請求項 25 記載のシステム。

【請求項 27】上記調整システムは、第 2 の翼部分の位置を図式上で調整するように作動可能なグラフィック表示システムを備えた請求項 25 記載のシステム。

【請求項 28】三次元表示の第 1 及び第 2 の部分を位置合わせするための少なくとも 1 つの制御ポイントアセンブリをさらに備えた請求項 24 記載のシステム。

【請求項 29】上記少なくとも 1 つの制御ポイントアセンブリは、

10 第 1 の翼部分に装着された第 1 の制御ポイントアセンブリと、

第 2 の翼部分に装着された第 2 の制御ポイントアセンブリとを備えた請求項 28 記載のシステム。

【請求項 30】上記少なくとも 1 つの制御ポイントアセンブリは、

上記第 1 の光学式位置決め装置から光学信号を受信するための第 1 の反射体と、

上記第 2 の光学式位置決め装置から光学信号を受信するための第 2 の反射体とを備え、上記第 2 の反射体は第 1

20 の反射体から予め決められた第 1 の距離を隔てて配置され、

上記第 2 の光学式位置決め装置から光学信号を受信するための第 3 の反射体を備え、上記第 3 の反射体は第 1

の反射体から予め決められた第 2 の距離を隔てて配置された請求項 28 記載のシステム。

【請求項 31】三次元表示を決定する傍ら、第 1 及び第 2 の翼部分を実質的な 1 G 負荷位置に支持するように作動可能な複数の台座をさらに備えた請求項 24 記載のシステム。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術的分野】本発明は、概して航空機製造に関し、さらに特定のには、航空機を組み立てるためのシステム及び方法に関する。

【0002】

【従来の技術】航空機の組立は、詳細部品を組み立てて航空機のサブアセンブリにすることから始まる。これらの航空機サブアセンブリは後に互いに隣接配置され、最終的な航空機の組立が行われる。詳細部品及び航空機サブアセンブリの間違った配置や組立を防止するために、組み立て行程を通じてツーリング固定具が使用されている。例えばあるタイプのツーリング固定具の場合、詳細部品または航空機サブアセンブリを三次元的に配置するため、詳細固定具または航空機サブアセンブリがもたれて座す固定位置を包含することができる。ツーリング固定具で詳細部品または航空機サブアセンブリを配置した後、詳細部品または航空機サブアセンブリは、穴開け或いは嵌め合い式の航空機構造への取付けが可能である。

【0003】ツーリング固定具に加えて、詳細部品及び

50

(4)

特開2000-6897

5

航空機サブアセンブリは、航空機の嵌め合い構造を適正に配置するためのインタフェース制御ポイントを包含していることが多い。例えば、ある航空機供給業者は航空機の翼を製造して供給し、他の航空機供給業者は飛行機の胴体を製造して供給する場合がある。翼及び胴体サブアセンブリは、インタフェース制御ポイントを包含して航空機の最終的な組み立て段階で翼サブアセンブリと胴体サブアセンブリとの間違った配置または位置合わせを防ぐことができる。

【0004】

【発明が解決しようとする課題】しかしながら、航空機の組み立てのための従来のツーリングには幾つかの欠点がある。例えば、1つのツーリング固定具から他のツーリング固定具へのツーリング許容誤差の変動、及び1つの詳細部品または航空機サブアセンブリから他の詳細部品または航空機サブアセンブリへの変動は、航空機の最終的組み立てにおける航空機サブアセンブリの適正な配置或いは位置合わせを妨げる。その結果、組み立てられた航空機は設計通りの航空機ではないものとなる。さらに、従来のツーリング固定具は、組立中に航空機の性能または他の全体的な特性を評価する能力を管理または提供していない。例えば、航空機の左側と右側との変異は、航続距離や燃料消費等の航空機の性能特性に影響する。

【0005】従って、組立中に航空機の性能特性の増大された管理を提供する改良された航空機組み立てのシステム及び方法に対するニーズが発生している。本発明は、先行する航空機組立の方法及びシステムの欠点に対処する改良された航空機組立の方法及びシステムを提供する。

【0006】

【課題を解決するための手段】本発明の1つの実施形態によると、航空機を組み立てるための方法は、光学式位置決め装置を使用して第1及び第2の航空機構造の三次元表示を決定することと、プロセッサを使用し、第1及び第2の航空機構造の上記三次元表示を基礎として第1及び第2の航空機構造による予測された組合せを生成することと、プロセッサを使用して、航空機の少なくとも1つの性能特性を強化するように調整された組合せを生成すること、を包含している。

【0007】本発明の他の実施形態によると、航空機の第1及び第2の航空機構造を処理するためのシステムは、第1及び第2の航空機構造の三次元表示を生成するように作動可能な光学式位置決めシステムと、第1及び第2の航空機構造の予測された組合せを生成するように作動可能なプロセッサと、航空機の少なくとも1つの性能特性を強化するように予測された組合せを調整すべく作動可能な調整システムとを備えている。

【0008】本発明は、幾つかの技術的優位点を提供している。例えば、本発明のある実施形態において、本シ

6

ステムは、航空機の組立中に、右翼と左翼の間の翼後退角差分、翼上反角差分及び翼ねじれ差分の結果として生じるロールモーメント及びロール係数等の航空機の性能特性を測定し、制御する。従って本システムは、燃料消費及び航続距離等、航空機の性能に影響する航空機の性能特性を強化する。この同じ実施形態では、本システムは、航空機のインタフェース制御ポイントを評価及び監視して、航空機の性能特性を強化するように上記インタフェース制御ポイントを調整することができる。

10 【0009】

【発明の実施の形態】当業者には、以下の図面、説明及び特許請求の範囲により、他の技術的優位点が容易に明らかとなるであろう。

【0010】図1は、本発明に一致した航空機を組み立てるためのシステム10の平面図である。図1に示された実施形態では、左翼部分12及び右翼部分14が、航空機の中心線16に沿った組立のために近接して表示されている。左翼部分12及び右翼部分14は、しばしば航空機サブアセンブリと称される。他の実施形態では、左翼部分12及び右翼部分14は、航空機のセンターボックス（図示されていない）への組立も可能である。センターボックスタイプの航空機では、中心線16に沿って箱に似た支持構造が配置され、中心線16の各側面を航空機胴体の外端に向けて外側に伸長している。センターボックスは、左翼部分12及び右翼部分14を航空機胴体の反対側へ取り付けするための取付け構造を提供している。

【0011】図1が示すように、左翼部分12及び右翼部分14は、複数の後縁取付け具18と、複数の前縁取付け具20と、複数の胴体取付け具22とを含んでいる。後縁取付け具18、前縁取付け具20及び胴体取付け具22は、他の航空機サブアセンブリへの取付けまたは組合せに使用される。従って、後縁取付け具18、前縁取付け具20及び胴体取付け具22の配置は、航空機の適正な組立にとって重要である。後縁取付け具18、前縁取付け具20及び胴体取付け具22は、一般に航空機のインタフェース制御ポイントと称することができる。

【0012】左翼部分12は複数の台座24で支持され、右翼部分14は複数の台座26で支持されている。台座24及び26は各々、左翼部分12及び右翼部分14の最外端が支持されていない状態であって、組立中は左翼部分12及び右翼部分14の実質的な1G負荷位置を反映するように、左翼部分12及び右翼部分14の下に配置される。例えば、左翼部分12の外端28及び右翼部分14の外端30は、航空機の最終組立後に左翼部分12及び右翼部分14が保有することになる位置を反映するように、組立中は支持されない。従って、左翼部分12の外端28及び右翼部分14の外端30は航空機の組立中は支持されないままの状態であり、これによ

(5)

特開2000-6897

7

8

り、左翼部分12と右翼部分14との組立または組合せに先だて、左翼部分12と右翼部分14の間の翼後退角差分、翼ねじれ差分及び翼上反角差分の結果として生じるロール係数及びロールモーメント等の様々な性能特性について、左翼部分12及び右翼部分14を検分、検査する能力が提供される。

【0013】航空機を組み立てるためのシステム10は、光学式位置決めシステム32と、プロセッサ34と、調整システム36とを含んでいる。光学式位置決めシステム32は、左翼部分12と右翼部分14との組立の前に、左翼部分12及び右翼部分14の三次元表示または予測された組合せ38を生成する。プロセッサ34は、コンピュータと、ワークステーションと、小型コンピュータと、本体またはディスプレイ98及び非持久または持久記憶装置99に付随する他の演算装置とを備えている。プロセッサ34は、左翼部分12と右翼部分14の組立の前に、航空機の性能特性を拡大するように右翼部分14を操作すべく光学式位置決めシステム32から取得された三次元データに対して変換機能を実行する。調整システム36は、右翼部分14の図式上かつ物理的操作を可能にして、組み立て前に航空機の所望の性能特性を確立する。次に、光学式位置決めシステム32、プロセッサ34及び調整システム36についてより詳細に説明していく。

【0014】光学式位置決めシステム32は、光学式位置決め装置40及び42と、左翼部分12及び右翼部分14に沿って様々な位置に装着された複数の反射体44とを含んでいる。ある実施形態では、反射体44が光学信号を受信して送り返すが、他の適当な装置を使用して電磁的、音響的または他の形式によるエネルギー等の信号を受信し、送信し返すこともできる。図1が示すように、反射体44は、左翼部分12の前縁46及び後縁48、及び右翼部分14の前縁50及び後縁52に沿って装着されている。さらに、反射体44は、後縁取付け具18、前縁取付け具20及び胴体取付け具22にも装着されている。本発明の1実施形態では、光学式位置決め装置40及び42は、各反射体44の位置を決定するための三次元位置発見用レーザを含んでいる。適正な光学式位置決め装置40及び42の一例はLEICA社によって部品番号LTD500として製造されているが、他の適正な電磁的、音響的または光学式位置決め装置を使用して各反射体44の三次元位置を決定することも可能である。

【0015】作業に於いては、左翼部分12及び右翼部分14は、最終的な組立構造に関連して台座24及び26上の予め決定された位置に配置される。例えば、左翼部分12の内端54及び右翼部分14の内端56は、中心線16から予め決められた距離を隔てて配置することができる。左翼部分12及び右翼部分14は最終的には中心線18で組み立てることができるが、左翼部分12

及び右翼部分14は、中心線16から予め決められた任意の距離を隔てて、或いは左翼部分12及び右翼部分14による予測された組合せ38を生成するための他の適正な方向に配置することができる。

【0016】左翼部分12及び右翼部分14の位置が固定されると、反射体44が左翼部分12及び右翼部分14の予め決められた、或いは予め目標として設定された位置58へと装着される。左翼部分12及び右翼部分14上の予め目標として設定された位置58は記憶装置99に保存されているため、光学式位置決めシステム32は反射体44の近似位置を取得及び決定することができる。例えば、反射体44は、後続の航空機組み立て作業における他の航空機構造の適正配置を支援するように左翼部分12及び右翼部分14上のインタフェース制御ポイントへと装着させることができる。さらに、反射体44は、左翼部分12及び右翼部分14の前縁46、50及び後縁48、52に沿って配置することができる。光学式位置決めシステム32は、予め目標として設定された位置58を使用して、光学信号を光学式位置決め装置40及び42から反射体44の近似位置へと方向付ける。本発明の1つの重要な技術的優位点は、反射体44を翼端に、或いは翼端の近くに配置して、左翼部分12と右翼部分14の間の翼後退角差分、翼上反角差分及び翼ねじれ差分の結果として生じるロールモーメント及びロール係数等の航空機の性能特性をより正確に決定することにある。

【0017】反射体44が左翼部分12及び右翼部分14に装着されると、光学式位置決めシステム32が各反射体44の三次元的座標情報の取得を開始する。光学式位置決め装置40及び42は、記憶装置99に保存されている予め目標として設定された位置58に向けて光学信号を発射し、左翼部分12及び右翼部分14の三次元翼形を決定する。光学式位置決めシステム32は、記憶装置99に保存された予め目標として設定された位置58を使用して、上記光学信号を反射体44の近似位置へと方向付ける。光学式位置決め装置40及び42は、各反射体44が受容可能な精度以内で配置されるまで、光学信号を使用して予め目標として設定された位置58を検索或いは走査する。こうして各反射体44は予め目標として設定された位置58に対応する範囲内に配置されることが可能であり、これにより、左翼部分12及び右翼部分14上の各反射体44を正確に配置するという要求事項が除去される。

【0018】光学式位置決め装置40及び42は、左翼部分12及び右翼部分14に装着される各反射体44の三次元座標を配置し決定する。左翼部分12及び右翼部分14の物理的特性は、単一の光学式位置決め装置による全反射体44の検分を防止することができる。従って、図1が示す実施形態では、光学式位置決め装置40は左翼部分12及び右翼部分14の前縁から見える各反

(6)

特開2000-6897

9

射体44を捕捉し、光学式位置決め装置42は左翼部分12及び右翼部分14の後端から見える各反射体44を捕捉する。こうして図示された実施形態では、光学式位置決め装置40は、記憶装置99における格納のための左翼部分12及び右翼部分14の機首方向の三次元データセット60及び機尾方向の三次元データセット62を生成する。

【0019】データセット60及び62における各入力10は、反射体44の識別子と、三次元空間におけるその近似座標とを備えている。次いでシステム10は、機首方向の三次元データセット60と機尾方向の三次元データセット62とを相関させて左翼部分12及び右翼部分14の予測された組合せ38を生成する。ある実施形態では、システム10は、左翼部分12及び右翼部分14に装着された複数の制御ポイントアセンブリを使用して、機首方向の三次元データセット60と機尾方向の三次元データセット62とを相関させる。図2は、制御ポイントアセンブリ64の実施形態を示している。制御ポイントアセンブリ64は、制御ポイント取付け具71に装着された3つの光学反射体66、68、70を含んでいる。制御ポイント取付け具71は、取付基部72と複数のマウント73を含んでいる。光学反射体66、68、70は、3つの自由度における光学反射体66、68、70の選択的な調整を可能にするようにマウント73に結合される。例えば、光学反射体66、68、70は磁気によるマウント73への結合が可能である。但し、光学反射体66、68、70の他の適当な結合方法を使用して3つの自由度を提供することもできる。さらに、類似した方法で全ての反射体44を左翼部分12及び右翼部分14に装着することができる。

【0020】光学反射体66及び70は、制御ポイント取付け具71上の光学反射体68から予め決められた制御ポイント距離74を隔てた位置に配置される。制御ポイント距離74は記憶装置99に保存されており、以下で論じるように、機首方向の三次元データセット60と機尾方向の三次元データセット62との相関に使用される。ある実施形態では、反射体66及び68間の距離74は反射体68及び70間の距離74に等しい。但し、反射体66及び68間の距離74は、反射体68及び70間の距離74とは異なる値である場合がある。

【0021】反射体68は、制御ポイント取付け具71上に、例えば光学式位置決め装置42である1つの光学式位置決め装置から光学信号を受信するように配向されている。反射体66及び70は、制御ポイント取付け具52上に、例えば光学式位置決め装置40である第2の光学式位置決め装置から光学信号を受信するように配向されている。光学式位置決め装置42は、反射体68の三次元座標を決定し、反射体68を制御ポイント76として明示する。従って、制御ポイント76は、機尾方向の三次元データセット62用として確立される。光学式

10

位置決め装置40は、光学反射体66及び70の三次元座標を決定する。記憶装置99に保存されている制御ポイント距離74を使用して、光学式位置決めシステム32は、機首方向の三次元データセット60のための制御ポイント76の等価位置を決定し、機首方向の三次元データセット60を機尾方向の三次元データセット62に合わせて位置合わせする。光学反射体66及び68間の距離74と反射体68及び70間の距離74とが等しいある特殊な実施形態においては、制御ポイント76の等価位置は、光学反射体66及び70間の三次元空間で引かれる線の中点を含んでいる。さらに、独立した座標システム同士を位置合わせする上述の処理は、視程に障害物が存在しているような他のアプリケーションへの適用が可能である。

【0022】また記憶装置99には、設計された座標システムに於いて左翼部分12及び右翼部分14の設計された三次元表示を反映した設計データセット78が保存されている。機首方向の三次元データセット60と機尾方向の三次元データセット62とが位置合わせされると、光学式位置決めシステム32は、設計データセット78を使用して機首方向の三次元データセット60及び機尾方向の三次元データセット62を三次元設計座標システムに変換する。上記変換の結果は完成ジオメトリ80であり、設計座標システムにおける左翼部分12及び右翼部分14の三次元表示を反映している。一例として、設計座標システムは、翼端方向に伸長するy軸と機尾方向に伸長するx軸とを有する中心線16上に配置された3つの直交する軸セットとすることができる。完成ジオメトリ80は、記憶装置99に保存される。以下で論じるように、完成ジオメトリ80は、左翼部分12と右翼部分14とを比較して予測された組合せ38を生成するために使用される。

【0023】プロセッサ34は、完成ジオメトリ80を使用して、左翼三次元座標システム82及び右翼三次元座標システム84を生成する。プロセッサ34は、左翼三次元座標システム82を右翼三次元座標システム84に位置合わせして左翼部分12及び右翼部分14の予測された組合せ38を生成する。本発明の1つの重要な技術的優位点は、プロセッサ34を使用した電子フォーマットにおける予測された組合せ38の生成にある。これにより、任意の物理的調整または組立が実行される前に組立の修正及び調整を電子的に実行することができる。

【0024】図3に関連して詳しく後述されるように、プロセッサ34は、予測された組合せ38と設計データセット78とを比較してコンピュータ表示86を生成する。コンピュータ表示86は、航空機のインタフェース制御ポイント及び、左翼部分12と右翼部分14の間の翼後退角差分、翼上反角差分及び翼ねじれ差分等の航空機の性能特性を表示する。後述のように、航空機の性能特性を強化し、航空機組立中の他の航空機構造とのイン

(7)

特開 2000-6897

11

タフェース制御ポイント座標を維持するために、調整システム36が使用される。

【0025】図3は、予測された組合せ38のコンピュータ表示86を示している。コンピュータ表示86は、後縁取付け具18、前縁取付け具20及び胴体取付け具22に関するインタフェース制御ポイント情報を含んでいる。さらにコンピュータ表示86は、翼後退角差分、翼上反角差分及び翼ねじれ差分等の左翼部分12及び右翼部分14の性能特性を含んでいる。

【0026】図3が示すように、後縁取付け具18、前縁取付け具20及び胴体取付け具22上のインタフェース制御ポイントの許容範囲は、取付け具18-22の機首方向、機尾方向、胴体方向、翼端方向、上方向または下方向の配置間違いを反映する。コンピュータ表示86は、予測された組合せ38の対話形表示である。従って、調整システム36により、左翼部分12と右翼部分14の組立の前に左翼部分12に関連した右翼部分14のグラフィック操作を行って航空機のインタフェース制御ポイント及び性能特性を制御または変更することができる。

【0027】例えば、図3に示されている各インタフェース制御ポイントは、インタフェース制御公差ブロック88に関連づけられている。右翼部分14は、後縁取付け具18、前縁取付け具20及び胴体取付け具22上のインタフェース制御ポイントの全ての配置間違いを受容可能な許容範囲内におさめようとする試みにおいて、所望量を図式上で移動させることができる。公差ブロック88は、ドロップダウンメニュー式のオプションを包含してインタフェース制御ポイントの位置を変更する場合もあり、また他の適正な方法を包含してインタフェース制御ポイントの位置を調整する場合もある。例えば、ある特定のインタフェース制御ポイントを受容可能な許容範囲内に移動させるために、特定の公差ブロック88を選択することが可能である。

【0028】航空機の性能特性は、右翼部分14を所望位置に図式上で移動させることにより、同様に変更が可能である。例えば、図3に示されているように、航空機の性能特性は性能特性表90に示すことができる。翼後退角のような特殊な性能特性は、希望する特性を選択し、特性値を変更することによって変更が可能である。右翼部分14が図式上で位置を変更される度に、プロセッサ54は右翼部分14の所望位置に基づいて、調整された組合せ82を決定し保存する。航空機のインタフェース制御ポイント及び性能特性は、右翼部分14を物理的に移動させる前に繰り返しかつ反復して変更することができる。こうしてシステム10は、航空機のインタフェース制御ポイント及び性能特性を最適化するように右翼部分14を配置する。

【0029】システム10の他の技術的優位点は、予測された組合せ38のコンピュータ表示86を使用して、

12

任意のインタフェース制御ポイントを受容可能であると指定すると同時に、他のインタフェース制御ポイントを再加工用として指定する能力にある。例えば、後縁取付け具18、前縁取付け具20及び胴体取付け具22上の1つを除く全てのインタフェース制御ポイントが許容範囲内にある場合、許容範囲外のインタフェース制御ポイントを含む1つの取付け具を航空機から取り除いて再加工することができる。本発明の1つの実施形態では、図3に示されているように、コンピュータ表示86はインタフェース制御ポイントの許容外れの程度及び方向を示す。コンピュータ表示86はまた、許容範囲のカラーコード化又はインタフェース制御ポイント位置の点線等の他の適切な方法で許容外れの状態を指示することができる。コンピュータ表示86は、インタフェース制御ポイントが許容外れである特定の方向に関する精密な測定値を供給する。例えば、インタフェース制御ポイントが機尾方向に0.025インチだけ許容範囲から外れている場合には、インタフェース制御ポイントを0.025インチだけ機首方向にもってくるように取付け具を再加工することができる。従って、左翼部分12と右翼部分14の組立を、インタフェース制御ポイントが再加工される間に進行させることができる。再加工の後は、再加工された取付け具を航空機上のその再加工済み取付け具の原初の位置に再度据え付けることができる。

【0030】システム10のその他の技術的優位点は、左翼部分12と右翼部分14とを組み立てる前に、予測された組合せ38のコンピュータ表示86を使用して航空機の性能特性を変更する能力にある。例えば、左翼部分12及び右翼部分14の製造における変形のために、左翼部分12及び右翼部分14間の翼後退角差分、翼上反角差分及び翼ねじれ差分が、結果的に航空機の許容できない性能特性となる場合がある。性能特性を向上させるため、右翼部分14はコンピュータ表示86を使用して図式上で移動させることができる。さらに、複数の翼サブアセンブリが使用可能であれば、左翼部分12又は右翼部分14を取り除いて、その組合せとより良く整合する新たな翼サブアセンブリに取り替えることができる。従って、システム10は、航空機の組立に関して従来の組立システムよりさらに大幅な柔軟性を提供している。

【0031】コンピュータ表示86を使用して右翼部分14の配置が決定されると、システム10は調整システム36を起動して右翼部分14を所望位置へと物理的に移動させる。調整システム36は、右翼部分14を所望位置に移動させるための右翼部分14に装着された複数のアクチュエータ94を含んでいる。佐し、アクチュエータ94は右翼部分14の代わりに左翼部分12に装着されている場合もあり、またアクチュエータ94は左翼部分12及び右翼部分14の位置を互いに関連して調整するために左翼部分12及び右翼部分14の両方に設置

(8)

特開2000-6897

13

されている場合もある。各アクチュエータ94は、右翼部分14の8つの自由度を供給するための三次元的な動きが可能である。さらに、アクチュエータ94は、右翼部分14の位置変更を正確に決定するための局所的なフィードバック性能を含んでいる。アクチュエータ94は、電気駆動モータを含む場合があり、また油圧或いは空気圧制御モータ等の他の形式のモータを含む場合もある。

【0032】アクチュエータ94を使用して右翼部分14が所望位置へと物理的に移動されると、プロセッサ34は調整された組合せ92を生成し保存する。調整された組合せ92は、コンピュータ表示86及びアクチュエータ94によって実行される投影された移動を基礎とすることが可能であり、或いは光学式位置決めシステム32を再起動して反射体44の新たな三次元座標を捕捉することにより決定することができる。プロセッサ34はまた、調整された組合せ92に基づいてインタフェース制御がポイント公差及び性能特性を生成する。この情報は、プリンタ、ファックス、ディスクまたはその他の適切な出力機器等の外部通信媒体96へ報告としてダウンロードが可能である。

【0033】さらに、アクチュエータ94を使用して右翼部分14の位置設定を行った後は、左翼部分12及び右翼部分14を組み立てることができる。1つの実施形態では、左翼部分12及び右翼部分14が所定位置に保持され、左翼部分12及び右翼部分14にドリルで穴開けが行われ、ファスナーが取り付けられて左翼部分12と右翼部分14が結合される。こうしてシステム10は、航空機を組み立てる前に、従来の航空機組立システムと比較して増強された測定と、航空機のインタフェース制御ポイント及び性能特性の制御とを提供する。

【0034】本発明の1つの実施形態では、システム10は、光学式位置決めシステム32と連動するLEICA社から入手可能なCATIA設計ソフトウェア、AXYZ制御ソフトウェア、マイクロソフト社から入手可能なウィンドウズ95及びビジュアルベーシック5、オペレーティングソフトウェア、デルタタウ・データシステムズ社から入手可能なPTALK及びPMAC、アクチュエータ94と連動するバシフィックサイニエンティブック社から入手可能な930ダイアログソフトウェアを使用している。これらのソフトウェアパッケージは、当業者によって容易に統合することができる。

【0035】図4及び図5は、本発明に従って航空機を組み立てる方法のフロー図を示している。左翼部分12及び右翼部分14は、ステップ100で台座24及び26に据え付けられる。システム10は、ステップ110において、反射体44を収納するための左翼部分12及び右翼部分14上の位置を記憶装置99に保存されている予め目標を設定された位置58に整合させるように、右翼部分14と左翼部分12を台座24及び26上に配

14

置する。

【0036】反射体44はステップ120において、右翼部分14及び左翼部分12に装着される。プロセッサ34はステップ130において、光学式位置決めシステム32を起動し、左翼部分12及び右翼部分14に装着された各反射体44の三次元座標を決定させる。光学式位置決めシステム32はステップ140において捕捉される反射体44を指定し、光学式位置決め装置40及び42はステップ150において、指定された反射体44が配置されるまで、指定された反射体44の予め目標が設定された位置58に対応する領域を走査又は検索する。光学式位置決め装置40及び42は、例えば光学式位置決め装置40及び42のジンバル付きマウントにおいて解明された正確な角度を読み取ることによって、ステップ160で反射体44の三次元座標を決定する。光学式位置決め装置40及び42は、互いに独立して作動することが可能であり、或いは反射体44の特定のシーケンスによる作動が可能である。プロセッサ34はステップ170において、記憶装置99のデータセットに反射体44の三次元座標を保存する。例えば、光学式位置決め装置40によってのみ見ることのできる反射体44は、機首方向の三次元データセット60に保存される。光学式位置決め装置32は、ステップ180において、他の反射体44を捕捉する必要があるかを決定する。他に捕捉すべき反射体44があれば、本方法はステップ140に進む。もはや捕捉する反射体44がない場合は、本方法はステップ190に進む。

【0037】プロセッサ34は、ステップ190において、機首方向の三次元データセット60と機尾方向の三次元データセット62を位置合わせし、左翼部分12及び右翼部分14の完成されたジオメトリ80を生成する。前述の通り、単一の光学式位置決め装置では右翼部分14及び左翼部分12に装着された全ての反射体44を見ることはできないと思われる。図1が示すように、光学式位置決め装置40は左翼部分12及び右翼部分14の前縁からの視程にある反射体44を捕捉し、光学式位置決め装置42は左翼部分12及び右翼部分14の後縁からの視程にある反射体44を捕捉する。1つの実施形態では、システム10は、制御ポイントアセンブリ64及び記憶装置99に保存された制御ポイント距離74を使用して機首方向の三次元データセット60と機尾方向の三次元データセット62とを位置合わせし、完成されたジオメトリ80を生成する。

【0038】プロセッサ34は、ステップ200において、プロセッサ34に保存されている完成されたジオメトリ80及び設計データセット78を使用して、左翼三次元座標システム82及び右翼三次元座標システム84を生成する。プロセッサ34は、設計データセット78を使用して完成されたジオメトリ80を変換し、左翼三次元座標システム82及び右翼三次元座標システム84

(9)

特開 2000-6897

15

を航空機設計座標システムによって見る事ができるように、左翼三次元座標システム 82 及び右翼三次元座標システム 84 を生成する。

【0039】プロセッサ 34 は、ステップ 210 において、左翼三次元座標システム 82 を右翼三次元座標システム 84 に位置合わせして左翼部分 12 及び右翼部分 14 の予測された組合せ 38 を生成する。ディスプレイ 98 は、左翼部分 12 及び右翼部分 14 のインタフェース制御ポイント公差及び性能特性を示す予測された組合せ 38 のコンピュータ表示 86 を生成する。

【0040】システム 10 は、ステップ 240 において、航空機のインタフェース制御ポイントを許容公差内に入れるように右翼部分 14 の位置調整が必要であるかを決定する。調整が必要であれば、右翼部分 12 を図式上で所望位置へと調整することができる。コンピュータ表示 86 は、右翼部分 14 の図式上の移動に基づいてインタフェース制御ポイント公差を表示する。調整が必要でない場合、本方法はステップ 250 に進む。

【0041】システム 10 は、ステップ 250 において、右翼部分 14 が航空機の性能特性を強化するような位置調整を必要とするかを決定する。調整が必要であれば、右翼部分 12 は図式上で所望位置へと調整される、或いは航空機のインタフェース制御ポイント及び性能特性が最適化されるようにプロセッサ 34 によって自動的に調整される。コンピュータ表示 86 は、右翼部分 14 の図式上の移動に基づいてインタフェース性能特性を表示する。調整が必要でない場合、本方法はステップ 260 に進む。ステップ 260 において、右翼部分 14 の追加的な調整が必要であれば、本方法はステップ 230 に進む。右翼部分 14 に対する追加的な調整が必要でない場合、本方法はステップ 270 に進む。

【0042】プロセッサ 34 は、ステップ 270 において、右翼部分 14 の図式上の位置変更に基づいて調整された組合せ 92 を生成する。調整された組合せ 92 は、コンピュータ表示 86 に対して実行された右翼部分 14 の位置変更に基づく航空機のインタフェース制御ポイント公差及び性能特性の最適化を反映している。プロセッサ 34 はステップ 280 において、調整された組合せ 92 に従って右翼部分 14 を物理的に配置するようにアクチュエータ 94 に指令する。

【0043】プロセッサ 34 は、ステップ 290 において、調整された組合せ 92 を反映したコンピュータ表示 86 を生成する。調整された組合せ 92 を反映するコンピュータ表示 86 は、右翼部分 14 に対して実行された図式上の移動に基づいて生成される、或いは光学式位置決めシステム 32 を再起動して反射体 44 の新たな三次元座標を取得することによって生成が可能である。こうして、上述の処理を任意回数反復することにより、インタフェース制御ポイント公差及び性能特性を許容限度内におさめることが可能である。システム 10 は、ステッ

16

300 において、右翼部分 14 に対する追加の物理的調整が必要であるかを決定する。追加調整が必要であれば、本方法はステップ 280 に進む。右翼部分 14 に対するさらなる調整が必要でなければ、本方法はステップ 310 に進む。

【0044】左翼部分 12 及び右翼部分 14 は、ステップ 310 で接合または組み立てられる。プロセッサ 34 は、ステップ 320 において、左翼部分 12 及び右翼部分 14 上のインタフェース制御ポイントに関する公差範囲及び再加工情報を含むインタフェース制御報告を生成する。プロセッサ 34 はステップ 330 において、左翼部分 12 と右翼部分 14 との間のロールモーメント、ロール係数、翼後退角差、翼上反角差、翼ねじれ差分及びその他の性能測定値に関する情報を含む性能特性報告を生成する。インタフェース制御報告及び性能特性報告に含まれる情報は、右翼部分 14 の位置に対して調整が行われていれば、調整された組合せ 92 に基づいて生成される。右翼部分 14 の位置に対して調整が行われていなければ、インタフェース制御報告及び性能特性報告に含まれる情報は、予測された組合せ 38 に基づいて生成される。

【0045】図 6 は、本発明に一致して独立した光学式位置決め装置によって生成されるデータセットを位置合わせする方法、例えば、図 2 に関連して論じられた機首方向の三次元データセット 60 及び機尾方向の三次元データセット 62 のアラインメントのフロー図を示している。反射体 88 は、ステップ 360 において、光学式位置決め装置 42 からの光学信号を受信するように制御取付け具 71 上に配置され方向付けされる。反射体 66 は、ステップ 360 において、光学式位置決め装置 40 からの光学信号を受信するように制御取付け具 71 上に反射体 68 から制御ポイント距離 74 を隔てて配置され方向付けされる。反射体 70 は、ステップ 370 において、光学式位置決め装置 40 からの光学信号を受信するように制御取付け具 71 上に反射体 68 から制御ポイント距離 74 を隔てて配置され方向付けされる。プロセッサ 34 は、ステップ 380 において、制御ポイント距離 74 及び反射体 66、68 及び 70 の近似位置を記憶装置 99 に保存する。

【0046】光学式位置決めシステム 32 は、ステップ 390 において、光学式位置決め装置 42 を使用して反射体 68 の三次元座標を生成する。プロセッサ 34 は、ステップ 400 において、反射体 88 の三次元座標を制御ポイント 75 として明示し、反射体 68 のこの三次元座標を記憶装置 99 の機尾方向三次元データセット 62 に保存する。光学式位置決めシステム 32 は、ステップ 410 において、光学式位置決め装置 40 を使用して反射体 66 及び 70 の三次元座標を生成する。プロセッサ 34 は、ステップ 420 において、反射体 66 及び 70 のこの三次元座標を記憶装置 99 の機首方向三次元デー

(10)

特開 2000-6897

17

タセット 60 に保存する。

【0047】プロセッサ 34 は、ステップ 430 において、記憶装置 99 に保存された反射体 66 及び 70 の三次元座標及び制御ポイント距離 74 を使用して、機首方向三次元データセット 60 の制御ポイント 76 の等価位置を決定する。例えば、反射体 66 及び 68 間の制御ポイント距離 74 が反射体 68 及び 70 間の制御ポイント距離 74 に等しいような実施形態においては、プロセッサ 34 は、制御ポイント 76 の等価位置を反射体 66 及び 70 間の線に沿った中点として計算することができる。プロセッサ 34 はステップ 440 において、機尾方向の三次元データセット 62 からの制御ポイント 76 と機首方向の三次元データセット 60 の制御ポイント 76 の等価位置を使用して、機首方向の三次元データセット 60 を機尾方向の三次元データセット 62 に位置合わせする。

【0048】本発明及びその優位点について詳細に説明

18

してきたが、添付のクレームによって定義されている本発明の精神及び範囲から逸脱することなく様々な変更、置換及び改変を施行可能であることは理解されなければならない。

【図面の簡単な説明】

【図 1】本発明に係る航空機を組み立てるためのシステムの平面図である。

【図 2】本発明によって構成された制御ポイントアセンブリの斜視図である。

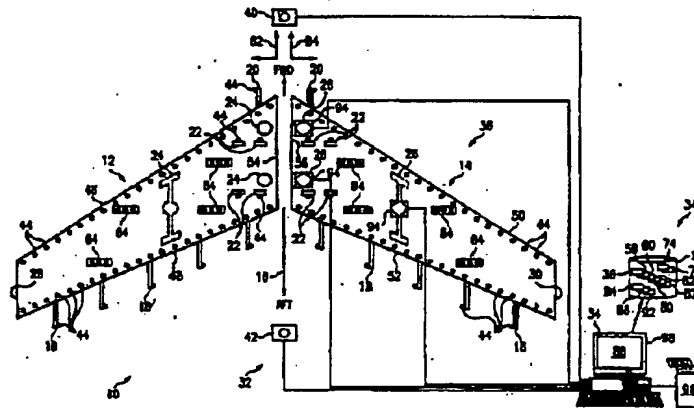
【図 3】本発明に係る調整システムのコンピュータ表示を示す図である。

【図 4】本発明に係る航空機を組み立てる方法のフローチャートである。

【図 5】本発明に係る航空機を組み立てる方法のフローチャートである。

【図 6】本発明に係る航空機座標システムを位置合わせするための方法のフローチャートである。

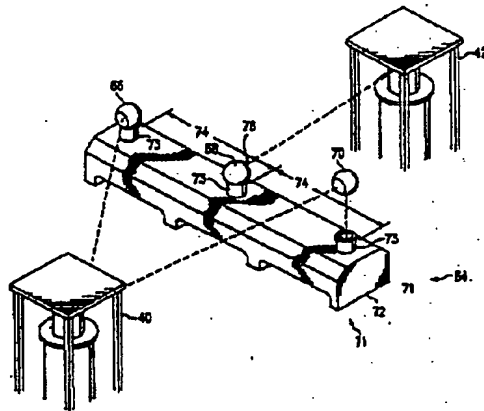
【図 1】



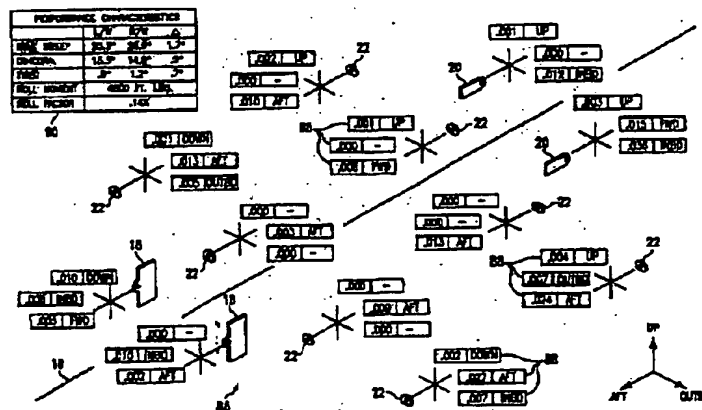
(11)

特開 2000-6897

【圖2】



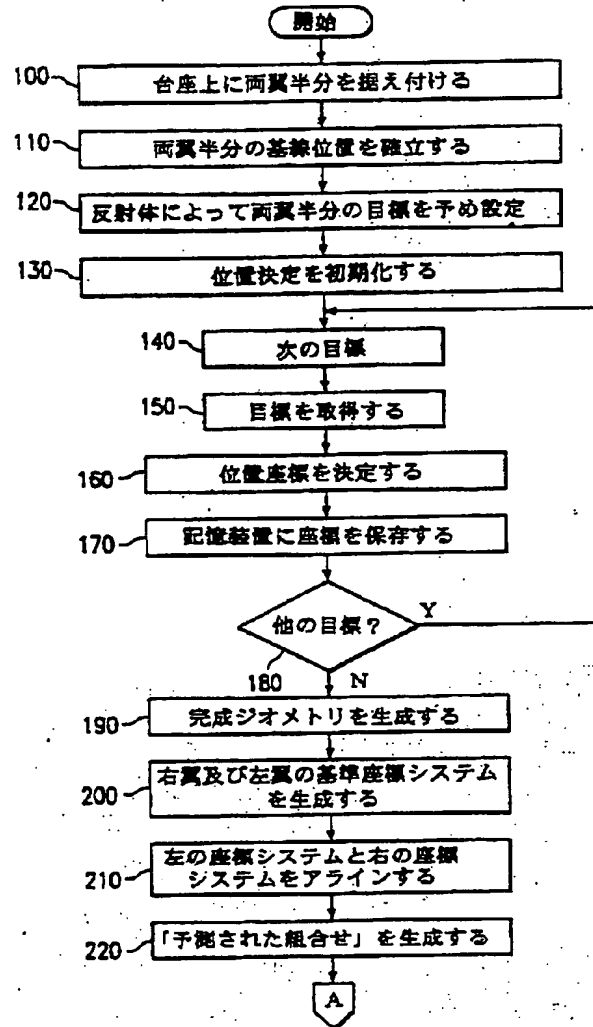
【圖 3】



(12)

特開 2000-6897

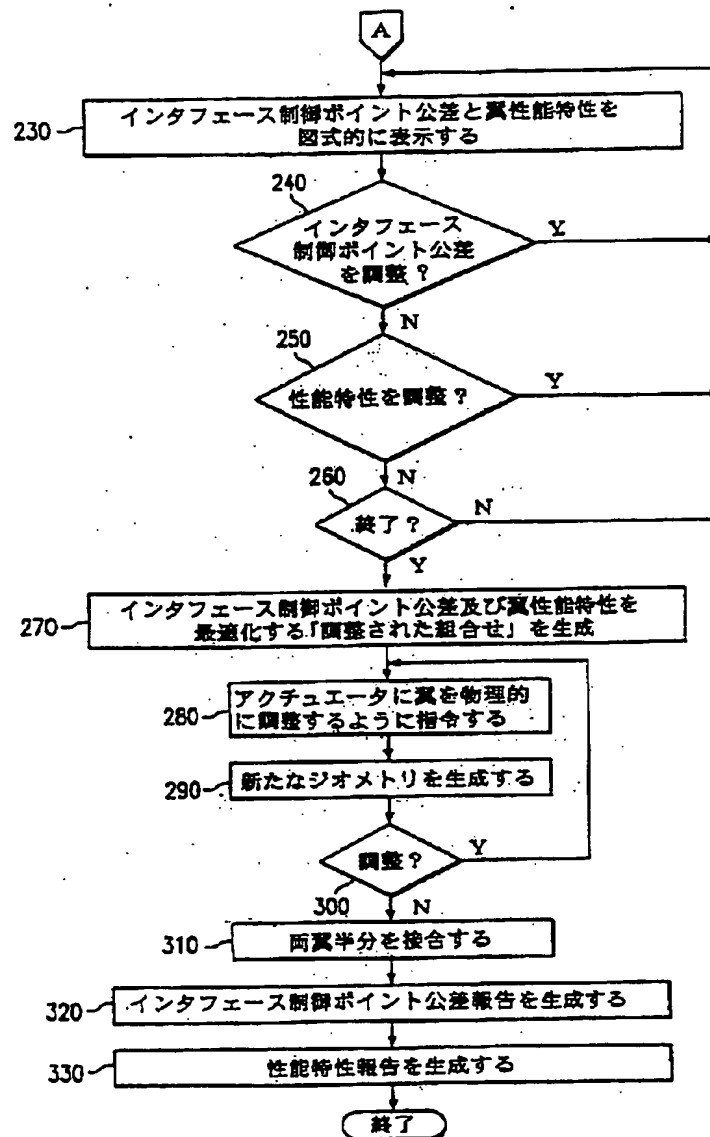
【図4】



(13)

特開 2000-6897

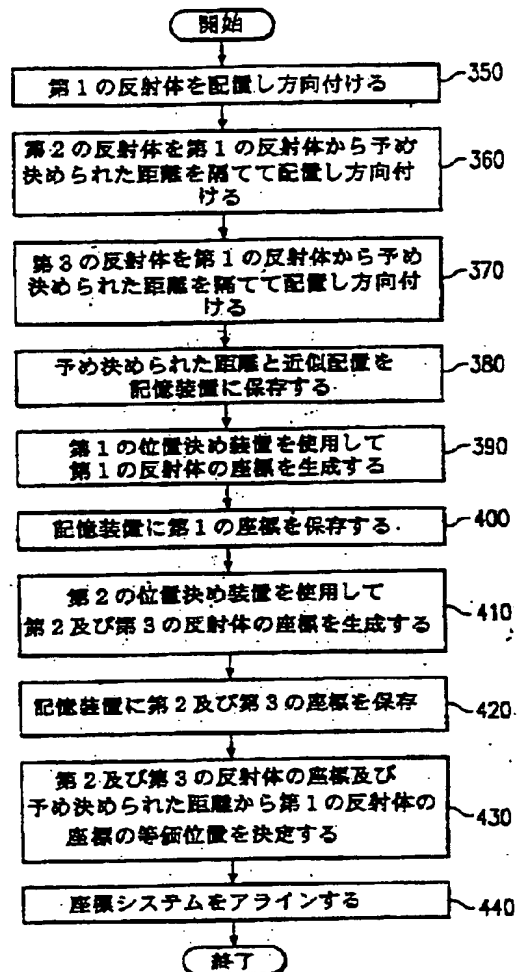
【図 5】



(14)

特開 2000-6897

【図6】



フロントページの続き

(72)発明者 ジェームス ビー. コースターズ
 アメリカ合衆国 76051 テキサス グレ
 ーバイン ホールージョンソン ロード
 #1325 2559

(72)発明者 マイケル エー. リーナウツ
 アメリカ合衆国 76017 テキサス アー
 リントン アンダルシア トレイル 4807

(72)発明者 トーマス エイチ. マン セカンド
 アメリカ合衆国 76060 テキサス ケネ
 デール ケネデール ニュー ホープ ロ
 ード 3835

(15)

特開 2000-6897

(72) 発明者 エリック ディ. ムーア
アメリカ合衆国 75052 テキサス グラ
ンド プレーリー アシュレイ レーン
4374

(72) 発明者 ジェームス ジェイ. ハワード
アメリカ合衆国 76063 テキサス マン
スフィールド メドー リッジ コート
1508

(72) 発明者 アラン ディ. シュレック
アメリカ合衆国 76018 テキサス アー
リントン クロムウェル ドライブ 2314

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ BLACK BORDERS
- ☐ IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- ☐ FADED TEXT OR DRAWING
- ☐ BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING
- ☐ SKEWED/SLANTED IMAGES
- ☐ COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS
- ☐ GRAY SCALE DOCUMENTS
- ☒ LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT
- ☐ REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY
- ☐ OTHER: _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.